Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Eidgenössische Flugunfallkommission
Commission fédérale sur les accidents d'aviation
Commissione federale sugli infortuni aeronautici
Federal Aircraft Accident Board

Schlussbericht Nr. 1806 der Eidgenössischen Flugunfallkommission

über den Unfall

des Helikopters MD 500N, HB-ZBI

vom 27. Oktober 1999

in Sitten / VS

Dieser Schlussbericht wurde von der Eidgenössischen Flugunfallkommission nach einem Überprüfungsverfahren gemäss Art. 22 – 24 der Verordnung vom 23. November 1994 über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen erstellt (VFU/SR 748.126.3).

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes)

Bundeshaus Nord, CH-3003 Bern

Schlussbericht

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes)

Eigentümer:	Swissrotor S.à.r.l. 2300 La Chaux-de-Fonds
Halter:	Helit Hélicoptères 2300 La Chaux-de-Fonds
Luftfahrzeugmuster:	MD 500N
Nationalität:	Schweiz
Eintragungszeichen:	HB–ZBI
Ort:	Chemin Grély, Sitten/VS
Datum und Zeit:	27.10.1999, 1500 h LT

Allgemeines

Kurzdarstellung

Am 27. Oktober 1999 startete der einmotorige Helikopter MD 500N auf dem Flugplatz Sitten in Richtung Ausflugspunkt Whisky. Wenige Minuten nach dem Start ertönten zwei Detonationen. Der Fluglehrer leitete daraufhin eine Autorotation ein und landete in einem Obstgarten. Der Helikopter wurde schwer beschädigt.

Untersuchung

Die Meldung traf um ca. 15:45 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Untersuchung wurde am Unfalltag um ca. 18:00 Uhr durch das BFU in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Wallis eröffnet.

1 Festgestellte Tatsachen

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Am 27.10.1999 flog ein Helikopter MD500N, HB-ZBI, von La Chaux-de-Fonds nach Sitten mit Flugschüler, Fluglehrer und zwei Passagieren an Bord (Volllastflug). Während des Fluges, in der Region Sanetschpass, leuchtete die Warnlampe *engine-chip-light* auf. Der Fluglehrer entschied sich, den Flug nach Sitten fortzusetzen. Nach der Landung in Sitten kontrollierte der Fluglehrer die beiden Magnetzapfen der Turbine und stellte fest, dass Metallrückstände vorhanden waren. Nach Rücksprache mit dem Deutschen Wartungsbetrieb entfernte er diese Metallteile und entschied, nach La Chaux-de-Fonds zurückzufliegen. Er führte keinen Bodenstandlauf durch.

1.1.2 Flugverlauf

Um 15:00 Uhr startete die Besatzung über den Ausflugspunkt Whiskey und kurz nach dem Überfliegen der ca. 60 – 70 m hohen Hochspannungsleitungen vernahm sie zwei dumpfe Knalle. Daraufhin ertönte das *engine-out* Signal. Die Vorwärtsgeschwindigkeit betrug zu diesem Zeitpunkt ca. 40 kt. Der Fluglehrer leitete eine Autorotation ein, konnte den Gebäuden ausweichen und versuchte, in einem Obstgarten eine Notlandung durchzuführen. Beim Aufprall brach die rechte Kufe und der Helikopter kippte nach rechts um.

Nach dem Stillstand stellte der leicht verletzte Fluglehrer die im Leerlauf drehende Turbine ab. Der Flugschüler wurde leicht verletzt, die beiden Passagiere erlitten erhebliche Verletzungen.

Ein Passagier wurde mit einem Rettungshelikopter ins Kantonsspital Sitten geflogen.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	1	---
Leicht oder nicht verletzt	3	---	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde schwer beschädigt.

1.4 Sachschaden Dritter

Geringe Beschädigungen an Bäumen und Kulturland.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot - Fluglehrer

Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1953

Lizenz:	Berufspilot Helikopter Gültigkeit: 21.01.2000 Mechaniker-Lizenz FAA A&P
Berechtigungen:	Radiotelefonie UIT Nachtflug Helikopter Landung im Gebirge Fluglehrer (H) Landung im Gebirge FL
Eingetragene Flugzeugtypen:	ALII, AS355, B206/206L, B47, Hughes300, Hughes500, MD900, SA315
Letzte Fliegerärztliche Untersuchung:	01.07.1999, Befund: tauglich

1.5.1.1 Flugerfahrung

Gesamtflugerfahrung	2926:48 h
Total: MD 500 Notar	117:56 h
Letzte 90 Tage MD500 Notar	11:39 h
Letzte 90 Tage	48:07 h

1.5.2 Pilot - Flugschüler

Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1947

Lizenz:	Flugschüler Helikopter Gültigkeit. 05.08.2000
Letzte Fliegerärztliche Untersuchung:	25.08.1998, Befund: tauglich

1.5.3 Passagiere

Schweizer Staatsbürgerin, Jahrgang 1974, keine fliegerischen Kenntnisse;

Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1953, keine fliegerischen Kenntnisse.

1.6 Helikopter

Muster:	MD 500N (Notar)
Eigentümer:	Swissrotor S.à.r.l., La Chaux-de-Fonds
Halter:	Helit Helikopter, La Chaux-de-Fonds
Charakteristik:	5-plätziger Helikopter
Baujahr / Werknr.:	1992 / LN 037
Motor:	Turbine Allison 250-C20R/2 S/N CAE 295425
Rotor:	Hauptrotor mit 5 Blättern
Zulassungsbereich:	Zulassung im CH-Register am: 25.02.1999 VFR bei Tag und Nacht: nicht gewerbsmässig Zulassung im CH-Register am: 01.04.1999 VFR bei Tag: gewerbsmässig
Betriebsstunden:	26.10.1999: 1224:48 Stunden
Lufttüchtigkeitszeugnis:	Ausgestellt: 25.02.1999 Letzte BAZL Kontrolle am 22.02.1999
Unterhaltsbetrieb:	Hahn Helicopters Sales&Service GmbH Flughafen Hahn Geb. 232 D-55483 Hahn-Flughafen, Deutschland Instandhaltungsbetrieb JAR 145 LBA 0317
Unterhaltsarbeiten an der Zelle:	1200 Stunden / *Annual Inspection* am 25.11.1998 bei 1190 Stunden.
Unterhaltsarbeiten am Triebwerk:	300 Stunden Kontrolle November 1998 bei 1190 Stunden, gemäss Allison Unterhaltsvorschriften (*Scheduled Inspections Table* 602) Conformity Inspektion Februar 1999 FCU gewechselt März 1999 bei 1193 Stunden
Treibstoff:	Jet A1, Restmenge ca. 150 l
Masse und Schwerpunkt:	Masse und Schwerpunkt (ca. 2820 lbs) lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

Im Fahrtenbuch des Helikopters wurde vor dem Unfall kein technischer Defekt vermerkt. Gemäss Aussagen des Piloten, der am 10. und 12. Oktober 1999 die Flüge La Chaux-de-Fonds – Lyon, Lyon – La Chaux-de-Fonds durchgeführt hat, leuchtete die Warnlampe *engine-chip-light* nicht auf.

1.7 Wetter

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Hochdruckgebiet beeinflusst das Wetter in der Schweiz.

Die Obergrenze des Nebels im Mittelland liegt um 700 m, die Obergrenze des starken Dunstes liegt um 900 m. Darüber herrschen ausgezeichnete Sichtverhältnisse.

1.7.2 Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

271250Z 22004KT CAVOK 16/07 Q1028

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen

1.9 Funkverkehr

Nicht betroffen

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut

1.12 Informationen über das Wrack und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle (592.500//118.450) befand sich zwischen Flughafen und Rhone, umgeben von Obstgärten, Hochspannungsleitungen und Gebäuden.

1.12.2 Wrack

Beim Aufprall knickte das Landegestell ein und der Helikopter kippte über die rechte Kufe auf die Seite. Durch den Aufprall am Boden wurde das Heck von der Zelle abgetrennt.

1.13 Medizinische Feststellungen

Der Fluglehrer und sein Flugschüler erlitten leichte Verletzungen. Die Passagierin sowie ein Passagier, die in der hinteren Sitzreihe sassen, wurden erheblich verletzt.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus. Die Rettungskräfte des Flughafens Sitten legten vorsorglich einen Schaumteppich.

1.15 Überlebensmöglichkeiten

Der Unfall war überlebbar.

Gemäss Aussagen des Fluglehrers befand sich eine Holzkiste, die dem Eigentümer des Helikopters gehörte, unter dem hinteren Sitz. Dies hätte zur Folge gehabt, dass der hintere Sitz aufgrund dieser Verformung die Energie des Aufpralls nicht auffangen konnte.

Weder die Untersuchungsleiter des BFU noch die Polizei konnten einen Hinweis auf das Vorhandensein dieser Kiste finden.

Das Landegestell formte einen grossen Teil der Energie um.

Die kompakte Zellenbauweise schützte die Passagiere.

1.16 Besondere Untersuchungen

1.16.1 Erster Augenschein – Demontage des Triebwerkes

Am 4. November 1999 wurde der Helikopter durch das BFU unter Beizug eines externen Triebwerkspezialisten auf dem Flugplatz Sitten begutachtet. Der vordere c*hip detector* und der *scavenge Oilfilter* wiesen erhebliche Mengen von Metallpartikeln auf.

1.16.2 Untersuchung des Triebwerkes

Obwohl äusserlich keine Beschädigungen sichtbar waren, konnte das Triebwerk auf der Testbank nicht gestartet werden, da die Turbinenschaufeln am Gehäuse stark streiften.

Am oberen und unteren *chip detector* sowie im Oelfilter waren Metallsplitter vorhanden.

Ein erheblicher Anteil an Abrieb wurde bei den Kompressor-Statoren und auf allen Kompressorschaufelblättern festgestellt.

Der Durchfluss der Ölleitungen 6/7 wurde getestet und als normal befunden.

Der Treibstoffregler (FCU) wurde getestet und als normal befunden.

Verschiedene Luftführungskanäle am ersten Stator wiesen Brandspuren auf. Am ersten Turbinenrad waren über 50 % der Schaufeln durch Hitze abgetragen. Das zweite Turbinenrad wies auf der Beschichtung verschiedene Risse auf.

Das auf der Testbank geprüfte, ohne Typenschild ausgestattete, Verdichter-Ablassventil (*bleed-valve*) war ausserhalb der Toleranz. Diese Fehlfunktion hatte keinen direkten Einfluss auf das Unfallgeschehen.

Das Lager # 1 war zwar noch in seinem Sitz, wies aber starke Beschädigungen auf. Alle Rollen waren zwar vorhanden, drei davon fielen bei der Demontage aus dem Lagergehäuse.

Die Ursache für den Ausfall des Lager # 1 konnte bis dato nicht eruiert werden.

Eine metallurgische Untersuchung ergab, dass das Lager #1 den Herstellerspezifikationen entsprach.

Der Leistungsverlust dieses Triebwerkes wurde primär durch die starke Deformation des Lager # 1 verursacht. Dadurch entstand lokal eine starke Hitzeentwicklung, welche für die Sekundärschäden (Deformation an den Statoren und am Turbinenrad) verantwortlich war.

Zusammenfassung des Untersuchungsberichtes (Zitat)

- *The primary cause of the Number 1 Bearning damage was considered to be separator and roller wear.*
- *Considerable microstructural damage due to local heat generation was considered secondary to the damage caused by wear.*
- *The material chemistries of the Number 1 Bearing components conformed to the requirements of the engineering drawing.*
- *The material hardnesses were adversely affected by the heat generation and are not considered a valid indicator of initial hardness of the hardness of components or cause of the subsequent failure.*
- *The thermal distress to the turbine components was considered secondary and the result of the Number 1 Bearing failure sequence.*
- *Neither the maintenance personnel not the pilot complied with the instructions contained in the engine manufacturer`s Operations and Maintenance*
- *Manuel, i.e., a 30- minute ground run was not completed following illumination of the chip detector light.*

Der Hersteller der Turbine gibt an: "*In addition to this event, there have been three other failures reported. The separator roller pockets are wearing to the point that the rollers are becoming skewed in the pockets and resulting in accelerated wear of the pockets and spalling of the races. A re-design of this bearing has been completed and is pending manufacture and subsequent testing."*

1.16.3 Analyse des Treibstoffes (Jet A1)

„Die Partikel-Verunreinigung überschreitet die *Reject Product Limite* von 1.0 mg/L deutlich. Es muss jedoch darauf hingewiesen werden, dass die in der Norm empfohlene Mindestprobemenge für die Filtration 3.8 Liter beträgt."

Es konnten nur 7 dl Treibstoff zur Analyse eingereicht werden.

1.17 Informationen über Organisation und Verfahren

Der Flugschüler war Mitbesitzer des Helikopters.

Die Wartung des HB–ZBI wurde von einem Unterhaltsbetrieb durchgeführt, der ca. 355 km Luftlinie vom Flugplatz Les Eplatures entfernt ist.

1.18 Zusätzliche Informationen

Das Rotorkraft Flight Manual des Helikopters HB-ZBI verweist den Piloten in Sektion III (*Emergency and malfunction procedures*) beim Aufleuchten eines *engine chip light* auf das HMI (*basic handbook of maintenance instructions*).

Das *Operation and Maintenance Manual of Rolls-Royce Allison 250-C20R Series* beschreibt, wie das Unterhaltspersonal beim Aufleuchten eines *engine chip lights* vorzugehen hat (siehe Beilage 1).

Bei weniger als vier Spänen auf dem Magnetzapfen, welche zudem kleiner als 0,8 mm in ihrer grössten Ausdehnung sein dürfen, ist ein Bodenprüflauf von mindestens 30 Minuten Dauer vorgesehen.

2 Beurteilung

2.1 Technisches

Der Leistungsverlust dieses Triebwerkes wurde primär durch die starke Deformation des Lager # 1 verursacht. Dadurch entstand lokal eine starke Hitzeentwicklung, welche für die Sekundärschäden (Deformation an den Statoren und am Turbinenrad) verantwortlich war.

Die Ursache für den Ausfall des Lager # 1 konnte bis dato nicht eruiert werden.

Das Vorgehen nach einer *engine chip lights* Warnung wird vom Hersteller genau vorgeschrieben (siehe Punkt 1.18).

2.2 Operationelles

Im Falle einer *Magnetic Light Indication* schreibt der Hersteller vor, einen dreissigminütigen Bodenprüflauf durchzuführen.

Beim Feststellen von Spänen werden von verschiedenen Helikopterherstellern gleiche oder ähnliche Kontrollmassnahmen vorgeschlagen.

Leider wurde im vorliegenden Fall dieser Bodenprüflauf nicht durchgeführt.

Der Entscheid des Fluglehrers, nach dem Aufleuchten der Triebwerkspäneanzeige auf dem nahe gelegenen Flugplatz Sitten zu landen war richtig.

Der Triebwerksausfall geschah wegen der niedrigen Geschwindigkeit und Höhe in einer sehr kritischen Flugphase, die sich im Grenzbereich des Höhen-Geschwindigkeits-Diagramms befindet (siehe Anhang 3). Ausserdem war das Gelände für eine Notlandung infolge der Hindernisse schlecht geeignet. Es gelang dem Fluglehrer, den Triebwerksausfall sofort zu erkennen und die Autorotation einzuleiten. Die Eigenart dieses Rotors verlangt seitens der Piloten in solchen Fällen eine sofortige Reaktion, um einen Absturz infolge Rotordrehzahlverlust zu vermeiden.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Fluglehrer besass einen Ausweis für Berufspiloten (Kat. Helikopter), gültig bis 21.01 2000.
- Der Flugschüler besass einen Lernausweis (Kat. Helikopter), gültig bis 05.08.2000.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Auf dem Hinflug leuchtete die Triebwerks-Spänanzeige auf.
- Nach der Überprüfung der Magnetzapfen durch den Fluglehrer und nach Rücksprache mit dem Unterhaltsbetrieb, wurde beschlossen zur Basis zurück zu fliegen.
- Vor dem Rückflug wurde kein Bodenprüflauf durchgeführt.
- Die Betriebsstörung wurde nicht nach den Herstelleranweisungen behoben.
- Die Untersuchungen ergaben, dass ein von aussen nicht sicht- und kontrollierbares Triebwerklager schwer beschädigt war.
- Der Hersteller der Turbine gibt an: *"In addition to this event, there have been three other failures reported. The separator roller pockets are wearing to the point that the rollers are becoming skewed in the pockets and resulting in accelerated wear of the pockets and spalling of the races. A re-design of this bearing has been completed and is pending manufacture and subsequent testing."*

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf einen Triebwerkausfall während einer kritischen Flugphase zurückzuführen. Die Ursache für den Triebwerkausfall lag in der Beschädigung des Triebwerklagers # 1, deren Ursprung nicht ermittelt werden konnte.

Zum Unfall hat beigetragen, dass die vom Hersteller vorgeschriebenen Wartungsvorschriften nicht umgesetzt wurden. Insbesondere wurde der vorgeschriebene 30 minütige Bodenprüflauf nach einer Spänewarnanzeige nicht durchgeführt.

4 Sicherheitsempfehlungen Nr. 323-324

Das BAZL sollte:

- Den Einbau von angemessenen Flug- und Triebwerkparameterüberwachungsgeräten für Helikopter prüfen.
- Periodische Vibrationsmessungen und Spektrum-Analysen an Triebwerken für Helikopter vorschreiben.

Bern, den 1. September 2006

Eidgenössische Flugunfallkommission

André Piller, Präsident

Tiziano Ponti, Vizepräsident

Ines Villalaz-Frick, Mitglied

Beilage 1

Rolls-Royce

Operation and Maintenance Manual

Third edition 1 July 1995
Revision 6 1 July 2002

250–C20R Series

Publication ref. GTP5232–2

Export controlled

This document may contain information whose export is restricted by the Arms Export Control Act (Title 22, U.S.C., Sec 2751, Et Seq.) or the Export Administration Act of 1979, as amended, (Title 50, U.S.C., App. 2401, Et Seq.). Violations to these export laws are subject to severe criminal penalties.

Liability disclaimer

This information is given in good faith, based on the latest information available. No warranty or other representation is given concerning such information, which must not be taken as establishing any contractual or other commitment by the company or any of its subsidiaries or associated companies

Proprietary rights legend Rolls–Royce Corporation

This technical data and the information embodied herein is the property of and proprietary to Rolls–Royce Corporation, and shall not, without prior written permission of Rolls–Royce Corporation be disclosed in whole or in part to third parties. This legend shall be included on any reproduction of this data in whole or in part.

©2002 Rolls–Royce Corporation

Printed in USA

Federal Aviation Administration Approved

Beilage 1

EXPORT CONTROLLED

Rolls–Royce

250–C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

LIST OF EFFECTIVE PAGES (cont)

CHAP/SECT/SUB	PAGE	DATE	CHAP/SECT/SUB	PAGE	DATE
72–00–00 (cont)	113	Jul 1/02	72–00–00 (cont)	325	Jul 1/95
	114	Jul 1/02		326	Jul 1/95
	115	Jul 1/02		327	Jul 1/95
	116	Jul 1/02		328	Oct 15/97
	117	Jul 1/02		329	Oct 15/97
	118	Jul 1/02		330	Jul 1/95
	119	Jul 1/02		331	Jul 1/02
	120	Jul 1/02		332	Jul 1/95
	121	Jul 1/02		333	Jul 1/02
	122	Jul 1/02		334	Jul 1/95
	301	Sep 1/00		335	Jul 1/95
	302	Jul 1/95		336	Jul 1/95
	303	Jul 1/02		337	Oct 15/97
	304	Jul 1/02		338	Jul 1/95
	305	Jul 1/02		339	Jul 1/95
	306	Jul 1/02		340	Jul 1/95
	307	Dec 15/96		341	Oct 15/97
	308	Dec 15/96		342	Jul 1/95
	309	Jul 1/02		343	Jul 1/95
	310	Jul 1/02		344	Jul 1/95
	311	Jul 1/02		345	Oct 15/97
	312	Jul 1/02		346	Jul 1/95
	313	Jul 1/02		347	Jul 1/95
	314	Jul 1/02		348	Jul 1/02
	315	Jul 1/02		501	Jul 1/95
	316	Jul 1/02		502	Jul 1/95
	317	Jul 1/02		503	Jul 1/95
	318	Aug 1/99		504	Jul 1/95
	319	Aug 1/99		505	Jul 1/95
	320	Aug 1/99		506	Jul 1/95
	321	Jul 1/95		507	Jul 1/95
	322	Oct 15/97		508	Jul 1/95
	323	Jul 1/95		509	Jul 1/95
	324	Jul 1/95		510	Jul 1/95
				511	Jul 1/95

LIST OF EFFECTIVE PAGES

Page 3
Jul 1/02

Beilage 1

PARA 10.E. (cont)

E. Engine Operated With No Oil Pressure.

Any engine operated in excess of 30 seconds without oil pressure must be removed and sent to an Rolls–Royce authorized facility for disassembly and inspection as defined by the Rolls–Royce 250–C20R Series Engine Overhaul Manual, Publication No. GTP 5232–3.

F. Checking for Carbon Buildup

Check for carbon particles in the engine or oil system as follows:

(1) Drain the oil from the engine and from the oil tank. Drain oil through a clean cloth which is suitable for filtering (detecting) carbon particles.

(2) Inspect the No. 8 bearing and sump area. Do not remove the oil tube and nozzle. (Refer to appropriate part of Gas Producer Support Pressure Oil Passage, para 6.H., 72–50–00.)

(3) If carbon buildup is detected during the preceding inspections, measure scavenge oil flow and clean as required. (Refer to Oil Flow Measurement, para 6.D., 72–50–00.)

G. Magnetic Plug Inspection

WARNING: IF A MAGNETIC PLUG WARNING LIGHT COMES ON DURING FLIGHT, LAND AND INSPECT THE MAGNETIC PLUGS AS SOON AS POSSIBLE. THIS LIGHT IS AN INDICATION OF CONDITIONS WHICH COULD CAUSE ENGINE FAILURE. WHEN FLYING A MULTI–ENGINE AIRCRAFT, REDUCE THE AFFECTED ENGINE OUTPUT POWER TO THE MINIMUM REQUIRED FOR FLIGHT AND LAND AS SOON AS PRACTICABLE. IF THE LIGHT IS ACCOMPANIED BY ABNORMAL NOISES, OIL PRESSURE OR TEMPERATURE, AND SINGLE–ENGINE FLIGHT CAN BE MAINTAINED, SHUT DOWN AFFECTED ENGINE AND LAND AS SOON AS PRACTICABLE. IF SINGLE– ENGINE FLIGHT IS NOT POSSIBLE, REDUCE POWER OF AFFECTED ENGINE TO THE MINIMUM AND LAND AS SOON AS POSSIBLE. AFTER LANDING, INSPECT THE MAGNETIC PLUGS ON THE AFFECTED ENGINE FOR METAL CONTAMINATION PRIOR TO FURTHER ENGINE OPERATION.

Two indicating type magnetic drain plugs are installed in the power and accessory gearbox. If a warning light is received in the cockpit, or at scheduled maintenance intervals, remove and visually inspect the magnetic drain plugs. The contamination conditions which may be encountered on the magnetic plugs are defined as follows:

(1) Paste

(a) Paste is the result of fine soft particles which come from normal wear due to gear mesh, bearing rotation and/or spline engagement. These particles mix with oil or soft carbon to form paste.

(b) This condition is normal and is the reason for the 100 hour cleaning interval. Paste generally does not cause a warning light. If a light is encountered, make the magnetic plug check in para 10.G.(3), this section.

(c) Clean magnetic plugs with solvent and brush. Wipe dry with clean cloth or blow dry with filtered shop air. Reinstall, tighten to 60–80 lb in. (6.8–9.0 N·m).

Beilage 1

PARA 10.G. (1) (cont)

NOTE: Heavy accumulations of paste require inspection and cleaning of the magnetic plugs at intervals of 25 to 100 hours. Cleaning paste from the plugs is necessary to ensure that small chips, flakes, and slivers can be detected.

(2) Magnetic Particles

(a) Magnetic particles and debris, chips, flakes, and slivers are possible indications of bearing or gear failure and/or abnormal wear within the engine.

(b) Chips or flakes exceeding 0.03125 in. (0.79 mm) diameter or more than 4 slivers per event are not acceptable.

1 Remove engine and send to an Rolls–Royce authorized repair facility.

2 Prior to operation of the replacement engine, do the following:

a If a scavenge oil filter is installed and the filter bypass button has not extended, clean the airframe provided engine oil lines and replace the scavenge oil filter.

b Confirm proper operation of the scavenge oil filter impending bypass indicator by performing the STC filter manufactures recommended procedure.

c If the scavenge oil filter has bypassed, if the impending bypass fails the functional test, or if no scavenge filter is installed, clean or replace the scavenge oil filter, oil cooler, oil tank, and lubrication system oil lines per the STC filter and airframe manufacturer instructions. Drain and replace the engine oil.

(c) Chips or flakes less than 0.03125 in. (0.79 mm) diameter or fewer than 4 slivers per event are acceptable.

1 If a warning light is encountered, refer to para 10.G.(3), this section.

2 Reinstall the magnetic plug and tighten to 60–80 lb in. (6.8–9.0 N·m).

(3) Magnetic Light Indication

Perform the following maintenance action as a result of a magnetic chip light indication.

(a) Clean the magnetic drain plugs. Perform a 30–minute ground run at power with the rotor turning. Observe engine operation limits and chip warning lights. If operation is normal, remove, inspection, clean, and reinstall all chip detectors. Return engine to service.

(b) If chips or flakes less than 0.03125 in. (0.79 mm) diameter or fewer than four slivers are encountered during the 30–minute ground run, proceed to the next step.

Beilage 1

PARA 10.G. (3) (cont)

(c) If a chip light is encountered during the first 30–minute ground run, the following steps must be taken before the second 30–minute ground run.

1 Drain oil.

2 Clean engine oil filter.

3 Flush the aircraft oil system to remove any circulating debris.

4 Clean engine chip detectors.

5 Service engine oil system with fresh, clean oil.

6 Perform a 30–minute ground run at power with rotor turning. Observe engine operating limits and chip warning lights. If operation is normal, remove inspect, clean, and reinstall both chip detectors. Return engine to service.

7 If a chip light is encountered during the second 30–minute ground run, remove the engine from service and send to an Rolls–Royce authorized repair facility. Clean the aircraft engine oil system per para 10.G.(2)(b) this section.

NOTE: If warning light illuminates within the next eight operating hours following a 30–minute ground run and the cause is determined to be an accumulation of magnetic particles and debris (chips, flakes or slivers), remove the engine and send to an Rolls–Royce authorized repair facility. Tag engine noting cause for rejection. This note is applicable only after para (3)(c) has been completed (Reference Oil Drain and Flush) otherwise this is another event.

(d) A maximum of four (4) occurrences of magnetic chip warning light encountered within any 50 hours of engine operation requires removal of the engine for shipment to a Rolls–Royce authorized repair facility.

(4) Magnetic Plug Quick Disconnects

If quick disconnect magnetic chip detector plugs are installed, inspect the locking pins and flanged inserts for wear as follows:

(a) Inspect the three locking pins for proper condition and wear. The minimum allowable pin diameter on any one pin is 0.070 in. (1.78 mm). The plug should be replaced by a serviceable item if any one or more pins are worn to less than 0.070 in. (1.78 mm) diameter. (See Figure 303.)

NOTE: The point of wear is usually on the side of the pin nearest the spring loaded ring. Push the ring back to obtain better access for inspection.

Beilage 1

PARA 10.G. (4) (cont)

(b) Inspect the insert for proper condition and wear of the locking cam slot. The material remaining between the end of the cam slot and the edge of the insert must be more than 0.068 in. (1.73 mm). (See Figure 303.) Replace the insert with a serviceable item if excessively worn. (Refer to Commercial Engine Bulletin 250–C20R CEB 72–4017 for details of insert replacement.)

NOTE: If local personnel, tooling, and facilities are inadequate, send the gearbox assembly to an authorized repair facility.

(c) Reinstall serviceable magnetic plug.

(d) Reconnect electrical wiring as applicable.

(e) Replenish engine oil as necessary.

(f) Make the appropriate entry relative to the magnetic plug inspection on the Inspection Check Sheet maintained as a part of the engine records.

(5) Operational Check

(a) If magnetic plugs are removed for scheduled maintenance, perform an operational check prior to reinstallation. Connect harness lead and bridge plug with a suitable conductor. Check each plug separately for proper cockpit indication.

(b) Reinstall magnetic plug, tighten to 60–80 lb in. (6.8–9.0 N·m).

(6) Tedeco Manual Zapper

When operating an aircraft utilizing the Tedeco Manual Zapper the following applies:

(a) First Time Annunciator Illuminates

The "Chip Pulse" switch should be activated to "on".

1 If the annunciator light goes out after activation of the "Chip Pulse" switch then continue the flight, make a log book entry accordingly and observe engine operation and warning lights.

2 If the annunciator light remains on after activation of the "Chip Pulse" switch, land and inspect the magnetic plugs as soon as possible. This light is an indication of conditions which could cause engine failure. When flying a multi–engine aircraft, reduce the affected engine output power to the minimum required for flight and land as soon as practical. If the light is accompanied by abnormal noises, oil pressure or temperature, and single–engine flight can be maintained, shutdown affected engine and land as soon as practical. If single–engine flight is not possible, reduce power of affected engine to the minimum and land as soon as possible. After landing, inspect the magnetic plugs on the affected engine for metal contamination prior to further engine operation. Refer to para 10.G., this section, and make a log book entry accordingly.

Beilage 1

3 If during the 30 minutes following the first activation of the "Chip Pulse" switch, the annunciator light comes on, land as soon as possible. This light is an indication of conditions which could cause engine failure. When flying a multi–engine aircraft, reduce the affected engine output power to the minimum required for flight and land as soon as practical. If the light is accompanied by abnormal noises, oil pressure or temperature, and single–engine flight can be maintained, shutdown affected engine and land as soon as practical. If single–engine flight is not possible, reduce power of affected engine to the minimum and land as soon as possible. After landing, inspect the magnetic plugs on the affected engine for metal contamination prior to further engine operation. Refer to para 10.G., this section, and make a log book entry accordingly.

(b) Second Time Annunciator Illuminates

If within a 50 hour period of when the first annunciator light came on the same annunciator lights up for the second time, follow the same procedures as indicated for the first time the annunciator illuminates.

(c) Third Time Annunciator Illuminates

If within a 50 hour period of when the first annunciator light came on the same annunciator lights up for the third time, without activating "Chip Pulse", land and inspect the magnetic plugs as soon as possible. This light is an indication of conditions which could cause engine failure. When flying a multi–engine aircraft, reduce the affected engine output power to the minimum required for flight and land as soon as practical. If single–engine flight is not possible, reduce power of affected engine to the minimum and land as soon as possible. After landing, inspect the magnetic plugs on the affected engine for metal contamination prior to further engine operation. Refer to para 10.G., this section, and make a log book entry accordingly.

(d) Fourth Time Annunciator Illuminates

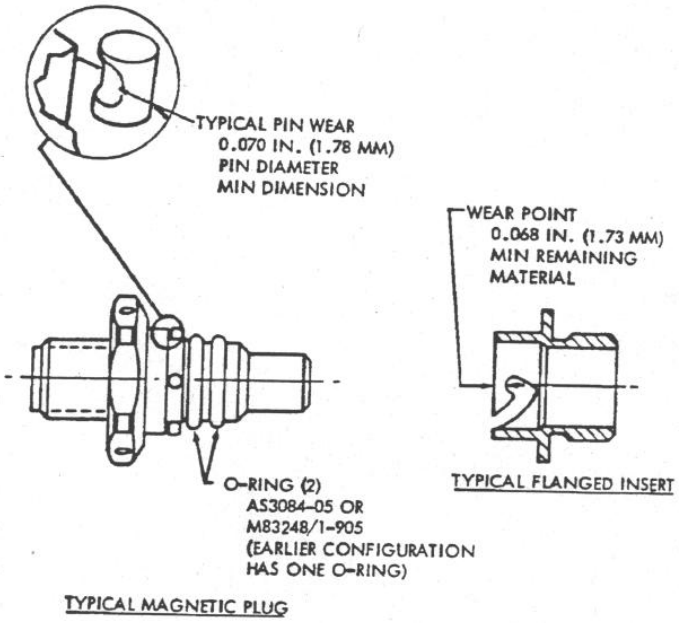
If within a 50 hour period of when the first annunciator light came on the same annunciator lights up for the fourth time, land and remove the engine and send it to a repair facility. Tag engine noting for rejection.

(e) If the 50 hour time period is obtained with two or fewer chip light indications, a new 50 hour sequence begins and appropriate adjustments to log entries should be made for previous 50 hour sequence.

(7) Suggested Logging Procedure For Chip Indications

All chip indications, whether physically inspected or zapped, must appear in the engine Maintenance Log. The maintenance records which are available to the pilots should reflect the total number of chip indications for the previous 50 hours so that indication is received in the cockpit during that day's operational period.

Beilage 1



Quick Disconnect Magnetic Plug Wear Limits
Figure 303

Beilage 2

Magn. 3.75X

Figure 1. As received condition of No.1 Roller Bearing showing enlarged roller pockets, liberated rollers and heavily deformed roller indicated by arrow.

Beilage 3

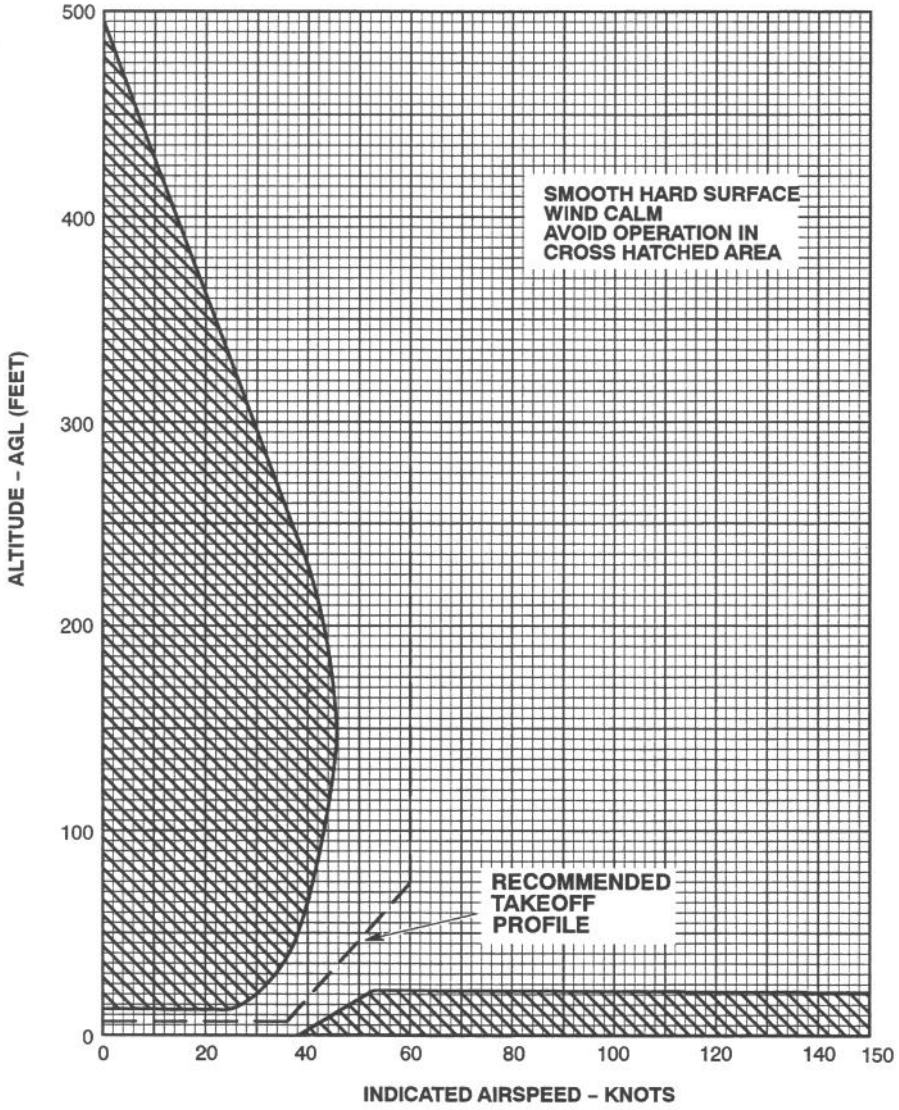


Figure 5–4. Height Velocity Diagram